

# 高高度 SUAV 運用に向けた高度変化に伴うプロペラの推力評価

システム工学群

宇宙地球探査システム研究室 1180170 安河内 祐輔

## 1 序論

### 1.1 背景

プロペラは、様々なモノ、例えば、扇風機や飛行機で推進力を得る方法の一つとして利用されている。飛行機の推進力を得る方法には、プロペラ、ジェットエンジン、ロケットエンジンの3つであり、その中でも回転翼が最もエネルギー効率が良い。また、回転翼のレイノルズ数 ( $Re$ )帯域は低レイノルズ数域と呼ばれ、未だに未解明の部分がある。

### 1.2 目的

現在、高層大気中や火星などで観測を行うための手法は限られている。そこで著者は希薄大気中での回転翼型ドローンを用いた観測手法の確立を検討した。現在ドローンが観測に用いられている高度は約 5000 m 付近までであり、さらに高高度域における基礎的な数値検討と真空チャンバーを用いた実測を行う。大気密度が低い条件でプロペラの推力がどれだけ得られるか定量的に確認する。それによってドローンが高高度で運用可能か具体的な知見を得る。さらに火星大気中で運用できる推力がプロペラで得られないか、推力試験により評価することを目的とする。

## 2 プロペラの推力

### 2.1 レイノルズ数

流体の粘性を表す物性値は動粘度であるが、流れに対する粘性の影響力を支配するのはレイノルズ数  $Re$  という無次元量である。流体の動粘度 (動燃性係数) を  $\nu(\text{m}^2/\text{s})$ 、流れの代表速度を  $V_t(\text{m/s})$ 、流れ場の代表長さを  $L(\text{m})$  とすれば、レイノルズ数  $Re$  は、

$$Re = \frac{V_t L}{\nu} \quad (1)$$

と定義する。

### 2.2 ラセン速度

プロペラのラセン速度  $V_t(\text{m/s})$  はプロペラの回転数  $n(1/\text{s})$ 、

飛行機の前進速度  $V(\text{m/s})$ 、プロペラ径  $D(\text{m})$  の関数で表される。回転方向速度は  $2\pi r n$  であり、(ここでプロペラのスパン長  $r(\text{m})$ ) 進行速度は  $V$  である。先端速度  $U_t$  は回転方向速度  $\pi D n$ 、進行速度  $U$  のベクトルの和から

$$V_t = \sqrt{V^2 + (\pi D n)^2} \quad (2)$$

となる。

### 2.3 推力理論式

プロペラの推力  $T(\text{N})$  または  $T(\text{kgf})$  は、単位時間当たりの回転数  $n(1/\text{s})$ 、直径  $D(\text{m})$ 、空気密度  $\rho(\text{kg}/\text{m}^3)$ 、(同じく [3] に従い、ここでは  $\rho(\frac{\text{kg}}{\text{m}^3})$ ) の関数で表される推力  $T$  の関数であり、その比例常数を  $C_t$  とすると、プロペラの推力理論式

$$T = C_t \cdot \rho n^2 D^4 \quad (3)$$

が得られる。

## 3 推力測定実験

チャンバー実験として、研究室内の宇宙実験用真空装置を用いた地球大気の高高度 0~18 km を模擬した圧力条件を再現し、各種パラメータを変化させながら実験を行い APC の 6×4E (6 inch)、8×6E (8 inch)、11×7E (11 inch) のプロペラについて特性評価を行った。実験環境として気温 25 °C とし、真空引き後に、十分時間が経過してから実験を開始した。

真空チャンバーには2つの圧力計(コールドカッソード・ピラニ真空計(cc)、圧力トラデューサー式デジタル圧力指示計(pt))があり、本実験では両方の圧力計を用いた。

開発した推力測定装置は、プロペラを回転させることにより推力を発生させ推力と回転数を定量的に測定可能な装置である (Fig. 1)。

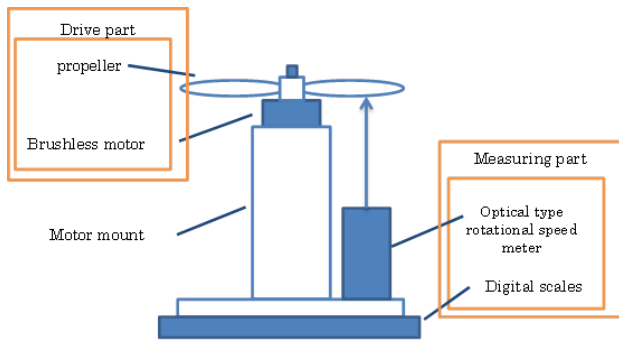


Fig. 1 Schematic diagram of thrust measuring device.

### 3.1 チャンバー実験での実験方法

本実験では、チャンバー内を高度 18 (km) 付近の気圧まで下げた。高度 18 (km) 付近の気圧で実験を行った。次に目標高度まで気圧を変化させ再度実験を行った。これを大気圧状態になるまで繰り返した。本実験で使用した高度は 18, 15, 12, 10, 6, 3, 0 (km) である。

### 3.2 圧力計について

宇宙実験用真空装置には 2 つの圧力計 (コールドカソード・ピラニ真空計, デジタル圧力指示計) があり, 本実験では両方の圧力計を用いた。しかし, コールドカソード・ピラニ真空計の測定精度は  $1E-7 \sim 1E-4$  (Pa):  $\pm 30\%$  が保障されているので, 100 (hPa) 以下の気圧ではコールドカソード・ピラニ真空計のみ用いた。また室温 25°C で実験を行った。

例えば, コールドカソード・ピラニ真空計で 120 (hPa)、デジタル圧力指示計で 82 (hPa) の値を示した場合, 以降では [cc120, pt82(hPa)] と表記する。圧力計 pt の実験条件を Table 1 に示す。

Table 1 Experimental condition of each propeller with pt-type pressure gauge (6, 8, 11 inch).

			6 inch	8 inch	11 inch
[km]	[°C]	[hPa]	pt [hPa]	pt [hPa]	pt [hPa]
1回目 18	25	75			
2回目 18	25	75			
3回目 18	25	75			
15	25	121	121	121	120
12	25	193	193	193	192
10	25	264	264	264	264
6	25	472	472	472	471
3	25	701	701	701	699
0	25	1013	1001	1003	1001

### 3.3 解析結果

チャンバー実験の結果として本要旨には 11 inch の一部のデータを記載する。

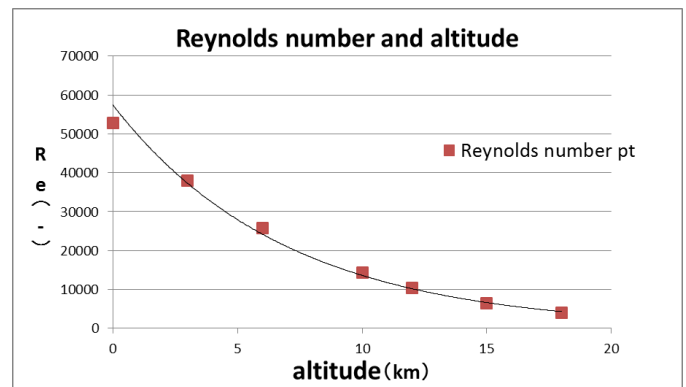


Fig. 2 Reynolds number and altitude (11 inch).

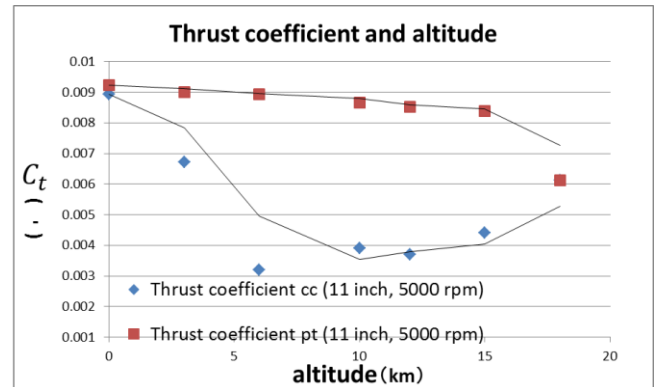


Fig. 3 Thrust coefficient and altitude (11 inch, 5000 rpm).

### 3.4 考察

これらの結果より高度が上がれば大気密度は下がるので動

粘度係数の式  $\nu = \frac{\mu}{\rho}$  より動粘度係数 ( $\nu$ ) が大きくなる。レイノルズ数の式  $Re = \frac{V_t L}{\nu}$  に動粘度係数  $\nu$  の式を代入すると,

$$Re = \frac{\rho V_t L}{\mu}$$

一定である。よってレイノルズ数  $Re$  変化は大気密度  $\rho$  の変化に依存する。また, 大気密度と高度の関係式は  $\rho = \rho_0 e^{-\frac{Z}{H}}$  ( $\rho_0$ : 大気圧の密度,  $Z$ : 高度,  $H$ : スケールハイト) なので

$$Re = \frac{\rho_0 V_t L}{\mu} e^{-\frac{Z}{H}}$$

レイノルズ数  $Re$  の式に代入すると,  $e$  で変化する。これよりラセン速度一定のとき, 各プロペラでの高度変化によるレイノルズ数  $Re$  変化は実験を行わなくても求めることができる。よって, どの高度でレイノルズ数  $Re=10000$  を下回るのかを理論的に求めることができ, それにより推力係数を維持できる高度が求まる。

圧力計は Fig. 3 より圧力計 cc では高度変化に伴い推力係数変化は桶型に変化しておりレイノルズ数  $Re$  が減少してい

るが推力係数が増加する奇妙な変化をしている。圧力計 pt では高度上昇に伴い推力係数 pt は単調減少している。よって著者は圧力計 pt の方が正確であると考えた。

6 inch より 11 inch の方が推力係数 pt と高度のグラフの値が顕著なのは、ディスク直径  $D$  が大きいことが考えられる。それは、プロペラのラセン速度の式  $V = \sqrt{V^2 + (2\pi r n)^2}$  より 11 inch の方が  $r$  (75%のスパン長  $r$ ) 大きいので速度が速くなる。また、回転数  $n$ (1/s) またはプロペラの弦長を 2 倍するとレイノルズ数  $Re$  は 2 倍になる。しかし、高度 18 (km) で 5000 (rpm) のときレイノルズ数 ( $Re$ ) = 5000 程度で 2 倍しても 10000 (rpm) でレイノルズ数  $Re$  = 10000 程度にしかならない。よって、高度 18 (km) 以上または火星で使用する場合にはそれ専用のプロペラを作る必要がある。

#### 4 結論

本研究は、地球大気高高度域や火星大気中での SUAV 運用に向けたプロペラの推力評価を目的としてプロペラについての理論を調査し、市販のドローン用プロペラを用いて推力と回転数を計測可能な実験装置の開発および大気圧から高度 18km までの条件を模擬した推力の計測を行った。本実験で用いたコールドカソード・ピラニ真空計 (cc) では大気圧から数十 hPa は正確に測定できていない。トランスデュサー型圧力計 (pt) に加えて大気圧から数十 hPa の帯域が得意な圧力計もシステム内に加える必要がある。

#### 文献

- (1) 公益社団法人 日本航空協会, 航空工学講座 6 プロペラ, pp. 13-17, 2014.
- (2) 東 昭, 航空工学 (I), 機械工学選書, pp. 139-212, 1989.
- (3) 大塚光, 中村拓磨, 桐林星河, 永谷圭司, 吉田和哉, 高度変化に伴う回転翼型小型 UAV 用プロペラの推力低下の評価, 2013-JSASS-OTK, 2013.
- (4) 国立天文台, 理科年表, pp. 332-335, pp. 385-397, 2018.